

МЕТОД РАСШИРЕНИЯ ДИАПАЗОНА ИЗМЕРЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Рассматриваются способы и алгоритмы определения аэродинамических параметров полета высокоманевренного самолета на произвольных углах атаки и скольжения. Данный метод предполагает измерение поля давлений самолета с помощью многодырочных приемников давлений и обработку полученной информации оптимальными алгоритмами на основе разработанной математической модели давлений.

Ключевые слова: воздушное давление; аэродинамические параметры; маневренный самолет.

Вычисление высотно-скоростных параметров (ВСП) полета самолета в современных бортовых системах осуществляется на основании измерения аэродинамических параметров полета: статического $P_{СТ}$ и полного $P_{П}$ давлений, углов атаки α и скольжения β . От точности определения аэродинамических параметров зависит точность вычисления ВСП. Традиционно статическое и полное давления определяются с помощью приемников воздушных давлений (ПВД), а углы атаки и скольжения соответствующими датчиками. Такому способу определения первичной информации присущи погрешности, свойственные барометрическому методу: аэродинамические погрешности, отклонение параметров атмосферы от стандартных, неточность ввода заданного давления, динамические погрешности [1].

На самолетах 4-го поколения наиболее распространенными датчиками углов α и β являются флюгерные датчики, расположенные либо на выносных штангах, либо непосредственно на фюзеляже самолета. Датчикам данного типа характерны существенные недостатки, в числе которых ограниченный диапазон измерения углов [1].

Указанные недостатки существующего подхода определения аэродинамических параметров обуславливают значительные погрешности вычисления ВСП на борту летательного аппарата (ЛА). Особенно это сказывается на больших углах атаки и скольжения, когда полученные значения аэродинамических параметров значительно отличаются от истинных значений. Данный факт существенно ограничивает диапазон измерения аэродинамических параметров полета самолета.

Отличительными особенностями современного этапа развития военной авиации являются как все увеличивающиеся скорости, дальность и высота полета, так и большие – до $110-120^\circ$ – углы атаки. Переход к полетам самолета на больших углах атаки и скольжения, повышенные требования к точности и отказобезопасности требуют основательного пересмотра всей концепции измерения аэродинамических параметров на борту ЛА.

Рассмотрен новый метод определения истинных значений аэродинамических параметров полета, основанный на измерении поля давлений ЛА. Основу метода составляют алгоритмы комплексной обработки

первичной информации, построенные с использованием кинематических связей между измеряемыми воздушными давлениями P_i и параметрами полета. В качестве первичной информации используются измерения поля давления вокруг самолета. Давление в i -й точке поля является функцией значений аэродинамических параметров. Восстановление оценок аэродинамических параметров основано на применении математической модели давлений на выходе датчиков давлений. Эта модель была разработана на основе теории обтекания тела известной геометрической формы идеальной жидкостью (газом) [2]. При этом давление на выходе датчика давления должно соответствовать давлению на фюзеляже в той же точке.

Для измерения поля давлений ЛА возможно применение многодырочных ПВД (рис. 1, где 1, 2, 3, 4, 5, 6 – номера приемных отверстий).

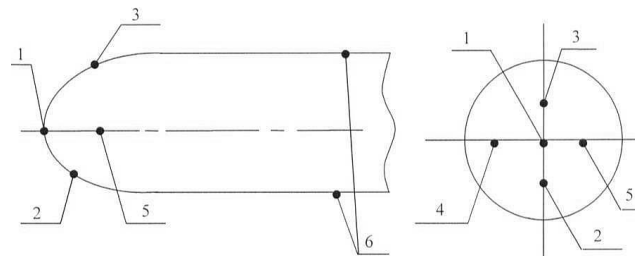


Рис. 1. Многодырочный универсальный ПВД

Давление в приемном отверстии ПВД является функцией местных значений статического $P_{СТМ}$ и полного $P_{ПМ}$ давлений, местных аэрометрических углов $\alpha_{Мj}, \beta_{Мj}$, зависящих от расположения ПВД на борту ЛА [2]:

$$P_{ij} = P_{ПМj} (1 - F_{ij}) + P_{СТМj} F_{ij}, \quad (1)$$

где P_{ij} – давление в i -м отверстии j -го ПВД, $i = \overline{1, 6}$, $j = \overline{1, 4}$;

$$F_{ij} = B_{ij}^1 \cos^2 \alpha_{Мj} \cos^2 \beta_{Мj} + B_{ij}^2 \sin^2 \alpha_{Мj} \cos^2 \beta_{Мj} + B_{ij}^3 \sin^2 \beta_{Мj} + B_{ij}^4 \sin \alpha_{Мj} \cos \alpha_{Мj} \cos^2 \beta_{Мj} + B_{ij}^5 \cos \alpha_{Мj} \sin \beta_{Мj} \cos \beta_{Мj} + B_{ij}^6 \sin \alpha_{Мj} \sin \beta_{Мj} \cos \beta_{Мj} -$$

функция, конкретный вид которой определяется типом ПВД и координатами расположения отверстий на насадке приемника; B_{ij}^k , $k = \overline{1,6}$ – коэффициенты для i -го датчика давления.

Так называемые местные значения углов атаки и скольжения, статического и полного давлений обусловлены тем, что ПВД находится в возмущенном потоке.

Таким образом, задача определения истинных значений аэродинамических параметров полета ЛА состоит из двух этапов. На первом этапе по измеренным значениям давлений в приемных отверстиях ПВД определяются местные значения статического $P_{СТМ}$ и полного $P_{ПМ}$ давлений, аэрометрических углов α_M, β_M . Второй этап связан с пересчетом местных значений параметров потока в истинные значения аэрометрических параметров.

Для вычисления местных значений $P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M$ необходимо знать минимум четыре значения давлений. С учетом дискретного характера измерений совокупность уравнений (1) в векторной форме можно представить в виде

$$\mathbf{Z}(t_k) = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t_k)] + \vartheta(t_k), \quad (2)$$

где $\mathbf{x}^T(t) = (P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M)$ – вектор искомых переменных; $\mathbf{h}[\mathbf{x}(t_k)]$ – векторозначная функция; $\mathbf{Z}(t_k) = [Z_i(t_k)]$, $i = \overline{1,4}$, $k = 1, 2, 3, \dots$ – вектор измерений; $Z_i(t_k) = P_i(t_k) = P_{ПМ}(t_k)[1 - F_i(t_k)] + P_{СТМ}(t_k)F_i(t_k) + \vartheta_i(t_k)$ – значение давления на выходе датчика, соединенного с i -м приемным отверстием ПВД (1); $F_i(t_k) = f(\alpha_M, \beta_M, B_i)$ – координатная функция (1); $\bar{\vartheta}(t_k)$ – случайный вектор ошибок измерения типа «белого» шума.

Детальный учет всех факторов показал, что реальный процесс можно аппроксимировать дифференциальным уравнением вида

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \xi_x(t), \quad (3)$$

где $\mathbf{x}^T(t) = (P_{ПМ}, P_{СТМ}, \alpha_M, \beta_M)$ – вектор фазовых координат; $\xi_x^T(t) = (\xi_{ПМ}, \xi_{СТМ}, \xi_\alpha, \xi_\beta)$ – вектор возмущений, воздействующих на объект, представляющий собой случайный процесс, распределенный по нормальному закону с параметрами:

$$\mathbf{M}[\xi_x(t_i)] = 0; \quad \mathbf{M}[\xi_x(t_i), \xi_x^T(t_j)] = \mathbf{Q}_x(t_j)\delta(t_i - t_j),$$

где $\mathbf{Q}_x = (\xi_{ПМ}, \xi_{СТМ}, \xi_\alpha, \xi_\beta)$ – матрица погрешностей оценок.

Учитывая дискретный и случайный характер ошибок измерения давлений (2) для вычисления местных значений аэродинамических параметров, наиболее

целесообразно использовать методы оптимального статистического оценивания [3].

Задачу определения оценок местных значений аэродинамических параметров сформулируем в виде задачи оптимального оценивания. Требуется по наблюдениям в дискретные моменты времени $z(t_1), z(t_2), \dots$ найти оценку вектора $\mathbf{x}(t)$. При этом полагаем, что начальное состояние системы определяется нормальным случайным вектором $\mathbf{x}(t_0) \in \mathbf{N}(\bar{\mathbf{x}}_0, \mathbf{P}_0)$, где $\bar{\mathbf{x}}_0, \mathbf{P}_0$ – априорное математическое ожидание и корреляционная матрица вектора $\mathbf{x}(t_0)$.

В соответствии с [3] и с учетом выражений (2) и (3) дискретный алгоритм вычисления оценки вектора $\mathbf{x}(t)$ определяется следующей совокупностью рекуррентных уравнений:

1. Априорные данные

$$\mathbf{M}[\mathbf{x}_0] = \bar{\mathbf{x}}_0; \quad \mathbf{M}[\xi_x(t_k), \xi_x^T(t_j)] = 0;$$

$$\mathbf{M}[\xi_x(t_k), \xi_x^T(t_e)] = \mathbf{Q}_x\delta(k - e);$$

$$\mathbf{M}[\vartheta(t_k)] = 0; \quad \mathbf{M}[\vartheta(t_k), \vartheta^T(t_e)] = \mathbf{R}_\vartheta\delta(k - e);$$

$$\mathbf{M}[\xi_x(t_k), \vartheta^T(t_e)] = \mathbf{M}[\xi_x(t_k), \mathbf{x}^T(t_e)] = \mathbf{M}[\vartheta^T(t_k), \mathbf{x}^T(t_e)] = 0.$$

2. Вычисление одношагового прогноза

$$\bar{\mathbf{x}}(t_{k+1}) = \hat{\mathbf{x}}(t_k). \quad (4)$$

3. Расчет матрицы наблюдений

$$\mathbf{H}_{k+1} = \frac{\partial \mathbf{h}[\bar{\mathbf{x}}(t_{k+1})]}{\partial \bar{\mathbf{x}}(t_{k+1})}. \quad (5)$$

4. Определение корреляционной матрицы ошибки прогноза

$$\mathbf{P}_{k+1} = \mathbf{V}_k + \mathbf{Q}_x, \quad (6)$$

где \mathbf{V}_k – ковариационная матрица ошибок оценивания.

5. Вычисление коэффициента усиления

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1}\mathbf{H}_{k+1}[\mathbf{H}_{k+1}\mathbf{P}_{k+1}\mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}]^{-1}, \quad (7)$$

где $\mathbf{R} = \text{diag}(\sigma_i^2)$, $i = \overline{1,4}$ – дисперсионная матрица ошибок измерения.

6. Вычисление ковариационной матрицы ошибок оценивания

$$\mathbf{V}_{k+1} = [\mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}_{k+1} - \mathbf{E}]\mathbf{P}_{k+1}[\mathbf{K}_{k+1}\mathbf{H}_{k+1} - \mathbf{E}]^T + \mathbf{K}_{k+1}\mathbf{R}\mathbf{K}_{k+1}^T, \quad (8)$$

где \mathbf{E} – единичная матрица.

7. Алгоритм оценки

$$\hat{\mathbf{x}}(t_{k+1}) = \bar{\mathbf{x}}(t_{k+1}) + \mathbf{K}_{k+1}\{\mathbf{Z}(t_{k+1}) - \mathbf{h}[\bar{\mathbf{x}}(t_{k+1})]\}. \quad (9)$$

Алгоритм второго этапа должен обеспечить пере-
счет полученных на первом этапе местных значений
аэрометрических параметров в истинные значения.

В основе алгоритма лежит связь местных значений
аэрометрических углов α_M, β_M и воздушной скорости
 V_M с истинными значениями воздушной скорости
полета V , углов атаки α и скольжения β [2]. Извест-
ными величинами являются V_M, α_M, β_M . Значение
местной воздушной скорости V_M определяются как
функция местного статического $P_{СТМ}$ и местного ди-
намического давлений $P_{ДМ}$ по известным гипсомет-
рическим формулам [1].

С учетом направляющих косинусов и влияния
вращения самолета на значение суммарной местной
воздушной скорости V_M при нулевом балансировоч-
ном положении переднего горизонтального оперения,
связь между параметрами вычисляется по следующим
выражениям [2]:

$$\begin{aligned} V_{M_x} &= V_M \cos \alpha_M \cos \beta_M + \omega_y z - \omega_z y = \\ &= V (A_{11} \cos \alpha \cos \beta - A_{12} \sin \alpha \cos \beta + A_{13} \sin \beta), \\ V_{M_y} &= -V_M \sin \alpha_M \cos \beta_M + \omega_z x - \omega_x z = \\ &= V (A_{21} \cos \alpha \cos \beta - A_{22} \sin \alpha \cos \beta + A_{23} \sin \beta), \\ V_{M_z} &= V_M \sin \beta_M + \omega_x y - \omega_y x = \\ &= V (A_{31} \cos \alpha \cos \beta - A_{32} \sin \alpha \cos \beta + A_{33} \sin \beta), \end{aligned} \quad (10)$$

где $V_{M_x}, V_{M_y}, V_{M_z}$ – составляющие суммарной ме-
стной скорости V_M ; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости
вращения самолета вокруг центра тяжести; x, y, z –
координаты установки ПВД на ЛА в связанной систе-
ме координат; $A_{ij}, i=1,2,3, j=1,2,3$ – постоянные
коэффициенты, зависящие от координат точки, нахо-
дящейся на поверхности обтекаемого тела (координат
ПВД), выражения для которых определяются в соот-
ветствии с моделью давлений [2].

Для решения системы (4) относительно неизвест-
ных параметров возможны аналогичные методы, что
и для этапа вычисления местных значений парамет-
ров полета. Поэтому в целях унификации алгоритми-
ческого обеспечения на борту ЛА в данной работе
предлагается для решения системы (4) воспользо-
ваться методами нелинейной фильтрации [3].

Модель объекта представим в виде векторного
процесса

$$\mathbf{y}^T(t) = (V, \alpha, \beta), \quad (11)$$

удовлетворяющего следующему линейному стохас-
тическому уравнению:

$$\dot{\mathbf{y}}(t) = \xi_y(t), \quad (12)$$

где $\xi_y^T = (\xi_V, \xi_\alpha, \xi_\beta)$ – случайный векторный процесс
типа «белого». Характеристики вектора ξ_y избира-
ются экспериментально.

Для построения модели наблюдений процесса
 $\bar{\mathbf{y}}(t)$, целесообразно определить аналитические вы-
ражения, связывающие местные значения параметров
потока с истинными значениями V, α, β . Для этого
воспользуемся системой (4) и аналитическими зави-
симостями [1]:

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= \alpha_M = \arctg \frac{\omega_z x - \omega_x z - V \times \\ &\times (A_{21} \cos \alpha \cos \beta - A_{22} \sin \alpha \sin \beta + A_{23} \sin \beta), \\ &\omega_z y - \omega_y z + V \times \\ &\times (A_{11} \cos \alpha \cos \beta - A_{12} \sin \alpha \cos \beta + A_{13} \sin \beta) \\ &\omega_y x - \omega_x y + V \times}{\omega_z y - \omega_y z + V \times \\ &\times (A_{11} \cos \alpha \cos \beta - A_{12} \sin \alpha \cos \beta + A_{13} \sin \beta) \\ &\omega_y x - \omega_x y + V \times}, \\ \varphi_2 &= \beta_M = \arcsin \frac{\omega_z x - \omega_x z - V \times \\ &\times (A_{21} \cos \alpha \cos \beta - A_{22} \sin \alpha \sin \beta + A_{23} \sin \beta), \\ &\omega_z y - \omega_y z + V \times \\ &\times (A_{11} \cos \alpha \cos \beta - A_{12} \sin \alpha \cos \beta + A_{13} \sin \beta) \\ &\omega_y x - \omega_x y + V \times}{\sqrt{V_{M_x}^2 + V_{M_y}^2 + V_{M_z}^2}}, \\ \varphi_3 &= V_M = \sqrt{V_{M_x}^2 + V_{M_y}^2 + V_{M_z}^2}. \end{aligned} \quad (13)$$

Представим систему (13) в векторной форме

$$\mathbf{z}(t_k) = \Phi[\mathbf{y}(t_k)] + \mathfrak{Y}_y(t_k), \quad (14)$$

где $\Phi[\mathbf{y}(t_k)]$ – вектор правых частей системы (14);
 $\mathbf{z}(t_k) = [z_i(t_k)]$, $i=1,4$, $k=1,2,3...$ – вектор измере-
ний; $\mathfrak{Y}_y^T(t_k) = (\mathfrak{Y}_{\alpha_M}, \mathfrak{Y}_{\beta_M}, \mathfrak{Y}_{V_M})$ – случайный интегри-
рованный вектор, распределенный по нормальному
закону $N(0, \mathbf{V}_1)$; \mathbf{V}_1 – дисперсионная матрица оши-
бок оценивания.

Сформулируем задачу оптимального оценивания
истинных значений параметров полета ЛА. Требуется
по наблюдениям в дискретные моменты времени
 $z(t_1), z(t_2), \dots$ (14) найти оценку вектора $\mathbf{y}(t)$ (12).

Для проверки работоспособности предложенных
алгоритмов выполнено численное моделирование для
современного высокоманевренного самолета.

Совокупность уравнений (1) и (10) образует изме-
рительную систему.

Значения элементов матрицы \mathbf{R}_y выбирались ис-
ходя из характеристик реальных процес-
сов: $\sigma_i = 0,2$ мм рт. ст., $i=1,4$. Модель объекта оце-
нивания описывается уравнением (3). Элементы мат-
рицы \mathbf{Q}_x равны: $\xi_{P_{СТ}} = \xi_{P_{СТ}} = 0,4$ мм рт. ст.,
 $\xi_\alpha = \xi_\beta = 0,1^\circ$.

Результаты моделирования первого этапа для
 $P_{СТМ}$ приведены на рис. 2. Из представленных мате-
риалов следует, что оценки имеют хорошую сходи-
мость, величина ошибки по уровню 3σ меньше ис-
ходных ошибок измерения давления.

Проверка алгоритма вычисления истинных значе-
ний представлена на рис. 3, где показан процесс из-
менения ошибок оценивания V при движении само-
лета. Здесь же приведены графики доверительных
интервалов ошибок оценивания по уровню 3σ .

Приведенные результаты моделирования под-
тверждают, что разработанные алгоритмы оценивания

значений параметров полета устойчивы, имеет хорошую сходимость и приемлемую точность вычислений.

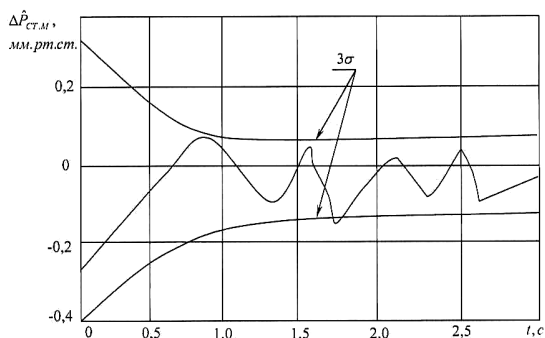


Рис. 2. Изменение ошибки оценивания местного статического давления

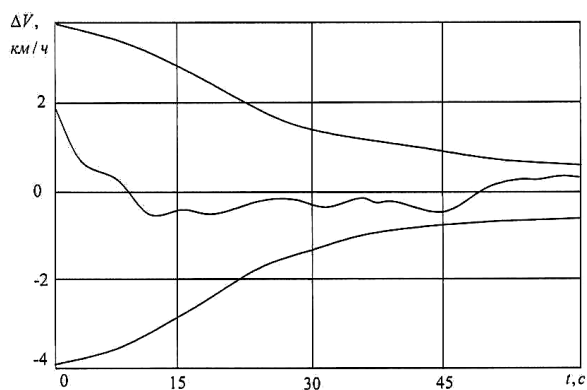


Рис. 3. Изменение ошибки оценивания скорости полета

Таким образом, предложенный метод вычисления аэродинамических параметров полета самолета позволяет выполнять измерения практически в любом диапазоне изменения углов атаки и скольжения. Это объясняется тем, что мы не измеряем изначально некоторые условные значения статического $P_{СТ}$ и полного

$P_{П}$ давлений, углов атаки α и скольжения β в качестве первичной информации, а вычисляем их на основании измеренных давлений в заданных точках поля давлений ЛА. Измерение давлений P_i может выполняться практически при любом маневре самолета.

Повышение точности измерения давлений P_i и, соответственно, вычислений аэродинамических параметров связано с развитием двух направлений. Первое направление предполагает увеличение достоверности моделей (1), (4) методами параметрической идентификации по результатам летных испытаний.

Второе направление связано с выбором места расположения датчиков давлений на борту самолета. Это обусловлено тем, что ПВД на борту самолета находятся в возмущенном потоке воздуха, что влияет на точность измерения первичной информации. Оптимизация координат установки датчиков давлений на борту самолета, возможность размещения датчиков измерения постоянного давления в сечении фюзеляжа осуществляется методами компьютерного моделирования с использованием математической модели обтекания самолета, базирующейся на методе дискретных вихрей. Эти датчики имеют весьма незначительные размеры и могут располагаться внутри фюзеляжа, что улучшает общую картину аэродинамики.

Дальнейшие исследования рассмотренного подхода связаны с проведением большого объема численных и полунатурных экспериментов, а также с совершенствованием численных методов расчета аэродинамических характеристик ЛА.

Библиографические ссылки

1. Авиационные приборы и системы : учеб. пособие / Г. И. Ключев [и др.] ; под ред. В. А. Мишина. Ульяновск : УлГТУ, 2000.
2. Олейник А. И. Математическая модель давлений в приемных отверстиях пневмотрактов // Управление, контроль, диагностика. 2010. № 8.
3. Kalman R. E., Busy R. C. New result in linear prediction and filtering theory // J. Basic Eng. 1961.

A. I. Oleynik

METHOD OF EXPANSION OF A RANGE OF MEASUREMENT OF AERODYNAMIC PARAMETERS OF FLIGHT OF A MANEUVERING PLANE

In the work the author considers ways and algorithms of definition of aerodynamic parameters of flight of a maneuvering plane on any angles of attack and sliding. The given method assumes to measure a field of pressure of the plane by means of multi-hole receivers of pressure and processing of the received information with optimum algorithms, on the basis of the developed mathematical model of pressure.

Keywords: air pressure, aerodynamic parameters, the maneuverable plane.

© Олейник А. И., 2012